(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 112129179 A
(43)申请公布日 2020.12.25

(21)申请号 201910549906.1

(22)申请日 2019.06.24

(71)申请人 北京恒星箭翔科技有限公司
地址 100085 北京市海淀区信息路甲28号9层C座09C-072号

(72)发明人 于剑桥 蒋军

(74)专利代理机构 北京理工大学专利中心 11120
代理人 杨潇 廖辉

(51)Int.Cl.
F42B 15/01(2006.01)
F42B 10/64(2006.01)

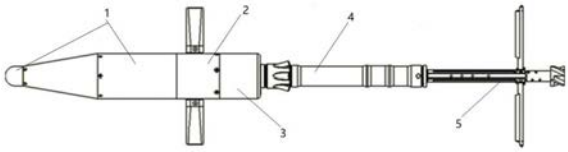
权利要求书1页 说明书5页 附图9页

(54)发明名称

一种40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹

(57)摘要

本发明提供了一种40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹，导弹增加单通道舵机、弹上控制模块及激光接收机，地面设备增加制导仪；弹上控制模块设置在导弹中部，激光接收机安在弹上控制模块内，且激光接收机安装轴与导弹弹轴呈一定角度；单通道舵机安装在弹上控制模块前端面，单通道舵机的舵翼可折叠、可拆卸连接在单通道舵机机体上；激光接收机接收制导仪发射的激光信息场信号，转换成导弹位置误差信号，传递给弹上控制模块；弹上控制模块用于解算接收到的导弹位置误差信号，生成轨迹修正控制指令驱动单通道舵机带动展开后的舵翼转动，控制制导导弹在激光信息场中心飞行直至击中目标。本发明具有远距离精确打击能力，可以提升40mm火箭筒的火力控制范围。



CN 112129179 A

1.一种40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹，其特征在于，导弹增加单通道舵机、弹上控制模块及激光接收机，地面设备增加制导仪；

所述弹上控制模块设置在导弹中部，激光接收机安装在弹上控制模块内，且激光接收机安装轴与导弹弹轴呈一定角度；所述单通道舵机安装在弹上控制模块前端面，所述单通道舵机的舵翼可折叠、可拆卸连接在单通道舵机机体上；

制导仪用于发射编码的激光信息场信号，为制导导弹提供制导信息；激光接收机用于接收所述激光信息场信号，并转换成导弹位置误差信号，传递给弹上控制模块；所述弹上控制模块用于解算接收到的导弹位置误差信号，并生成轨迹修正控制指令驱动单通道舵机带动展开后的舵翼转动，控制制导导弹在激光信息场中心飞行，直至击中目标。

2.如权利要求1所述的40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹，其特征在于，所述制导仪采用全程定焦制导仪，同时所述弹上控制模块中引入激光驾束变增益系数$K = 2x(t)\tan(\frac{\theta}{2})$，x为制导导弹射程，t为制导导弹飞行时间，θ为定焦波束的角度。

3.如权利要求1所述的40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹，其特征在于，所述激光接收机采用一个或两个；若采用两个，则两个激光接收机关于导弹弹轴对称安装在舱体内。

4.如权利要求1所述的40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹，其特征在于，所述舵翼包括舵片、舵轴、上盖板、下盖板、连接体Ⅰ、压缩弹簧、翼座和连接体Ⅱ；

所述上盖板、连接体Ⅰ、下盖板和连接体Ⅱ顺序固定连接，所述翼座设置在上盖板、连接体Ⅰ与下盖板形成的空腔内；翼座包括翼座主体和翼座底座，翼座底座直径长度大于翼座主体直径；舵片通过舵轴转动连接在翼座主体上，所述翼座主体可穿过上盖板的安装孔沿垂直于弹轴方向滑动，同时所述翼座底座与连接体Ⅰ内壁滑动配合，并由上盖板限位；翼座主体外套装压缩弹簧，所述压缩弹簧由翼座底座端面与上盖板底面限位；

所述上盖板上表面设有限位槽，用于舵片展开后转动到位的限位；

所述翼座底座底面设有与下盖板上表面凸起配合的定位槽，用于舵片展开时转动角度的定位；所述连接体Ⅱ由舵机上设置的拆装机构限位。

5.如权利要求4所述的40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹，其特征在于，所述拆装机构由对称设置的两组转动卡座组件组成；所述转动卡座组件包括卡座、卡座轴及弹簧；

所述卡座通过卡座轴转动连接在舵机内，且所述卡座顶部凸出舵机舱体，所述弹簧限位在卡座底部与舵机内壁之间；所述卡座上设有与连接体Ⅱ限位配合的斜面，所述舵翼安装在舵机上时，所述斜面的底端用于限制连接体Ⅱ沿垂直于弹轴方向移动，同时所述斜面的底端与连接体Ⅱ之间存在一定间距。

6.如权利要求1所述的40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹，其特征在于，所述弹上控制模块采用基于非连续误差信息的单通道滚转控制方法：弹上控制模块判别接收的位置误差信号是否有效，若无效，则弹上控制模块采用根据上一周期生产的控制指令发送给单通道舵机；若有效，则采用有效的位置误差信号生成新的控制指令发送给单通道舵机。

一种40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹

技术领域

[0001] 本发明涉及制导火箭弹技术领域，具体涉及一种40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹。

背景技术

[0002] 40mm单兵火箭筒是一种步兵近距反人员、坦克、装甲和工事的常规攻坚武器平台，由于其成本低、质量轻、操作简单、携行方便的特点而倍受青睐，目前仍然被各国大量装备和使用，总装备量达到百万门以上。但是该平台目前定型装备的弹药均为无控火箭弹，在散布精度CEP(圆概率误差)为0.45米的条件下，对静止目标的射程最远仅为300米，对运动目标射击时射程还会进一步下降。这极大限制了该单兵武器平台的作战效能，无法满足现代战争的作战需求。因此，亟需研制一种有效射程超过1500米的具有对静止和运动目标精确打击能力的精确制导导弹。

[0003] 然而，40mm火箭筒特殊的发射环境、弹筒适配结构及作战使用条件，使得为其研制精确制导导弹难度非常大。在发射火箭弹时，40mm火箭筒内的膛压会大于80兆帕，这对弹上制导控制部件，特别是精密光电部件的研制以及常规结构布局条件下总体电气系统布线提出了极为苛刻的要求。同时，40mm火箭筒为单兵武器，近距交战使用情况非常多，因此，在300米以内射程时，导弹必须达到与无控火箭弹相同的命中精度。而一般来说，制导弹药的制导控制系统在开始工作时都有一个启控收敛段，这一段弹道精度会比较低，难以满足近射程对精度的要求。同时，作为一种单兵武器，携行方便的要求非常严格，因此，地面制导设备必须满足体积小、重量轻的要求。正是由于以上限制条件的存在，虽然40mm火箭筒自上世纪70年代就开始大量装备，但一直没有提出能为其所用的精确制导导弹的方案。

发明内容

[0004] 有鉴于此，本发明提供了一种40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹，具有远距离精确打击能力，可以提升40mm火箭筒的火力控制范围。

[0005] 本发明采取的技术方案如下：

[0006] 一种40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹，导弹增加单通道舵机、弹上控制模块及激光接收机，地面设备增加制导仪；

[0007] 所述弹上控制模块设置在导弹中部，激光接收机安装在弹上控制模块内，且激光接收机安装轴与导弹弹轴呈一定角度；所述单通道舵机安装在弹上控制模块前端面，所述单通道舵机的舵翼可折叠、可拆卸连接在单通道舵机机体上；

[0008] 制导仪用于发射编码的激光信息场信号，为制导导弹提供制导信息；激光接收机用于接收所述激光信息场信号，并转换成导弹位置误差信号，传递给弹上控制模块；所述弹上控制模块用于解算接收到的导弹位置误差信号，并生成轨迹修正控制指令驱动单通道舵机带动展开后的舵翼转动，控制制导导弹在激光信息场中心飞行，直至击中目标。

[0009] 进一步地，所述制导仪采用全程定焦制导仪，同时所述弹上控制模块中引入激光

驾束变增益系数$K = 2x(t)\tan(\frac{\theta}{2})$，x为制导导弹射程，t为制导导弹飞行时间，θ为定焦波束的角度。

[0010] 进一步地，所述激光接收机采用一个或两个；若采用两个，则两个激光接收机关于导弹弹轴对称安装在舱体内。

[0011] 进一步地，所述舵翼包括舵片、舵轴、上盖板、下盖板、连接体Ⅰ、压缩弹簧、翼座和连接体Ⅱ；

[0012] 所述上盖板、连接体Ⅰ、下盖板和连接体Ⅱ顺序固定连接，所述翼座设置在上盖板、连接体Ⅰ与下盖板形成的空腔内；翼座包括翼座主体和翼座底座，翼座底座直径长度大于翼座主体直径；舵片通过舵轴转动连接在翼座主体上，所述翼座主体可穿过上盖板的安装孔沿垂直于弹轴方向滑动，同时所述翼座底座与连接体Ⅰ内壁滑动配合，并由上盖板限位；翼座主体外套装压缩弹簧，所述压缩弹簧由翼座底座端面与上盖板底面限位；

[0013] 所述上盖板上表面设有限位槽，用于舵片展开后转动到位的限位；

[0014] 所述翼座底座底面设有与下盖板上表面凸起配合的定位槽，用于舵片展开时转动角度的定位；所述连接体Ⅱ由舵机上设置的拆装机构限位。

[0015] 进一步地，所述拆装机构由对称设置的两组转动卡座组件组成；所述转动卡座组件包括卡座、卡座轴及弹簧；

[0016] 所述卡座通过卡座轴转动连接在舵机内，且所述卡座顶部凸出舵机舱体，所述弹簧限位在卡座底部与舵机内壁之间；所述卡座上设有与连接体Ⅱ限位配合的斜面，所述舵翼安装在舵机上时，所述斜面的底端用于限制连接体Ⅱ沿垂直于弹轴方向移动，同时所述斜面的底端与连接体Ⅱ之间存在一定间距。

[0017] 进一步地，所述弹上控制模块采用基于非连续误差信息的单通道滚转控制方法：弹上控制模块判别接收的位置误差信号是否有效，若无效，则弹上控制模块采用根据上一周期生产的控制指令发送给单通道舵机；若有效，则采用有效的位置误差信号生成新的控制指令发送给单通道舵机。

[0018] 有益效果：

[0019] 1、本发明增加单通道舵机、弹上控制模块和激光接收机构成制导导弹，实现远射程并提升命中精准；为了使导弹具有与无控火箭弹接近的气动外形，不能有伸出弹体表面的气动舵面等影响弹体静稳定度及无控弹道精度的结构，因此本发明采用可快速拆装的舵翼和拆装机构，当目标距离较近时，射手在装填前快速拆下舵翼，使得导弹在飞行过程中的外形与无控火箭弹基本一致，较好地保证近射程无控条件下的精度，同时采用了单通道舵机的控制系统方案，导弹只有一对控制舵翼，可以最大限度地保证射手快速完成舵翼拆装，保证了作战使用的快速性。再者，将激光接收机布置于弹体中部，保证导弹装填到火箭筒时，激光接收机置于火箭筒外，这样就可以很好地避免高膛压对接收机及电气系统布线的影响。

[0020] 2、本发明地面制导采用全程定焦制导仪，体积小、重量轻，可以有效的减少武器平台的体积和重量，携行方便。

[0021] 3、本发明可以采用一个激光接收机，也可以采用两个对称安装的激光接收机，两个激光接收机能减小有效误差信息的随机性，提高控制精度。

附图说明

[0022] 图1为制导火箭弹总体结构示意图；

[0023] 图2(a)、(b)为激光接收机安装位置的侧视图、主视图；

[0024] 图3(a)、(b)分别为舵翼折叠状态的侧视图、主视图；

[0025] 图4(a)、(b)、(c)分别为舵翼展开状态的侧视图、主视图、剖视图；

[0026] 图5(a)、(b)、(c)分别为舵翼展开到位的侧视图、主视图、剖视图；

[0027] 图6为拆装机构结构示意图；

[0028] 图7为拆装机构结构的三维示意图；

[0029] 图8(a)、(b)分别为上盖板结构的侧视图、主视图；

[0030] 图9为非连续误差信息单通道滚转控制流程图；

[0031] 图10全程定焦制导仪及定焦波束正视图；

[0032] 图11全程定焦制导仪及定焦波束侧视图；

[0033] 其中，1-引战系统，2-单通道舵机，3-弹上控制模块，4-飞行发动机，5-尾翼组件，6-弹上电源，7-激光接收机，8-弹载计算机，9-舵翼，10-拆装机构，11-舵片，12-上盖板，13-固定螺钉，14-卡座，15-卡座轴，16-弹簧，17-滚转角测量装置，18-舵轴，19-压缩弹簧，20-连接体Ⅰ，21-翼座，22-连接体Ⅱ，23-下盖板，24-安装孔，25-定位槽，26-全程定焦制导仪，27-火箭筒，28-激光接收机安装轴，29-弹轴，30-扳机，31-白光/红外观瞄模块，32-激光驾束制导模块。

具体实施方式

[0034] 下面结合附图并举实施例，对本发明进行详细描述。

[0035] 本实施例提供了一种40mm火箭筒发射的激光驾束制导导弹，导弹增加单通道舵机2、弹上控制模块3及激光接收机7，地面设备增加全程定焦制导仪26，如图1所示，由引战系统1、单通道舵机2、弹上控制模块3、飞行发动机4、尾翼组件5顺次连接组成。

[0036] 引战系统1：由引信、安保机构、导爆管和战斗部组成。

[0037] 单通道舵机2：执行弹上控制模块3输出的指令，产生控制力和力矩控制导弹飞行，舵翼9可拆装连接在单通道舵机2机体上。

[0038] 如图3～图6所示，舵翼9包括舵片11、舵轴18、上盖板12、下盖板23、连接体Ⅰ20、压缩弹簧19、翼座21、连接体Ⅱ22；上盖板12、连接体Ⅰ20、下盖板23和连接体Ⅱ22通过固定螺钉13顺序连接成一体，翼座21设置在上盖板12、连接体Ⅰ20与下盖板23形成的空腔内。

[0039] 如图8(a)、图8(b)所示，上盖板12为不完整的圆环，上表面沿径向设有定位槽25，开口方向与定位槽25方向垂直，开口与圆环中心孔连通构成安装孔24。如图7所示，翼座21包括翼座主体和翼座底座，为圆筒状，翼座底座直径长度大于翼座主体直径；舵片11通过舵轴18转动连接在翼座主体上，翼座主体可穿过上盖板12的安装孔24沿垂直于弹轴29方向滑动，同时翼座底座与连接体Ⅰ20内壁滑动配合，并由上盖板12限位；翼座主体外套装压缩弹簧19，压缩弹簧19由翼座底座端面与上盖板12底面限位；上盖板12上表面设有限位槽，用于舵片11展开后转动到位的限位；同时翼座底座底面设有定位槽25，用于与下盖板23上表面的定位柱在转动到位后的配合，即只有舵片11转动到90°后，定位槽25和定位柱才能对准卡合；连接体Ⅱ22由单通道舵机2上设置的拆装机构10限位，连接体Ⅱ22底部设有与单通道舵

机2转动配合的伸出杆。

[0040] 工作原理为:舵片11处于折叠状态时紧贴导弹舱体,此时舵轴18垂直于弹轴29,翼座21位于上盖板12、连接体I20、下盖板23和连接体Ⅱ22通过固定螺钉13顺序连接成一体的空腔上部,舵轴18位于上盖板12外,压缩弹簧19处于压缩状态,是导弹储存、运输的状态;舵翼9展开时,使舵片11绕舵轴18向上旋转90°,此时舵轴18、翼座21和压缩弹簧19的状态不变,与舵翼9折叠状态时相同;舵片11转动90°后使得舵轴18平行于弹轴29,此时翼座底座底面的定位槽25与下盖板23的定位柱对准,在压缩弹簧19张力的作用下,定位柱进入定位槽25,同时舵片11底部卡入上盖板12的限位槽中,实现舵片11的转动锁定,舵片11张开到位。折叠舵片11时,向上提拉舵片11,使得翼座底座的定位槽25脱离下盖板23上的定位柱,旋转90°,使舵轴18垂直于弹轴29,并向弹头部方向旋转90°完成舵片11折叠。

[0041] 拆装机构10由对称设置的两组转动卡座组件组成;转动卡座组件包括卡座14、卡座轴15及弹簧16;卡座14通过卡座轴15转动连接在单通道舵机2内,且卡座14顶部凸出单通道舵机2舱体,弹簧16限位在卡座14底部与单通道舵机2内壁之间;卡座14上设有与连接体Ⅱ22限位配合的斜面,舵翼9安装在单通道舵机2上时,斜面的底端用于限制连接体Ⅱ22沿垂直于弹轴29方向移动,同时斜面的底端与连接体Ⅱ22之间存在一定间距。

[0042] 工作原理为:安装时,舵翼9的连接体Ⅱ22底部的伸出杆进入单通道舵机2的导向槽中,连接体Ⅱ22上端面直径大于下盖板23,且上端面外环设有与卡座14斜面底端配合的台阶,待连接体Ⅱ22完全滑至卡座14斜面以下时,卡座14在弹簧16的作用力下沿卡座轴15转动,使卡座14卡在连接体Ⅱ22的台阶处,实现舵翼9的安装固定;拆卸时,将两侧卡座14凸出单通道舵机2舱体部分同时向内侧扳动,由于斜面的底端与连接体Ⅱ22之间存在一定间距,使得卡座14在外力作用下沿卡座轴15转动,当两个卡座14的斜面运动至平行状态时,解除对连接体Ⅱ22的限位,将舵翼9向外移出,完成舵翼9的拆卸。

[0043] 弹上控制模块3:包含滚转角测量装置17、弹载计算机8和弹上电源6。弹上控制模块3设置在导弹中部,如图2(a)、图2(b)所示,激光接收机7安装在弹上控制模块3内部下方,为避免弹体后部干扰、减小激光遮挡,激光接收机安装轴28与导弹弹轴29呈一定角度。激光接收机7也可以采用两个,关于导弹弹轴29对称安装在舱体内。滚转角测量装置17由霍尔式地磁敏感传感器、信号解算电路组成,用于输出火箭弹在飞行过程中的滚转姿态角;弹载计算机8用于解算激光接收机7给出的空间位置信息,结合滚转角测量装置17给出的弹体滚转角生成控制指令;弹上电源6采用热电池,由发射过载激活,用于为弹上电气系统供电;激光接收机7置于弹体中部,即超口径段的后部,其视场中心线与弹体轴线成一定角度,这种部位安装方式可以尽可能弹体降低章动运动中后部弹体对接收机视场的遮挡。

[0044] 飞行发动机4:用于在火箭弹发射后为火箭弹增速。

[0045] 尾翼组件5:由尾杆、尾翼和导旋涡轮组成,用于稳定火箭弹飞行状态。

[0046] 全程定焦制导仪26:由白光/红外观瞄模块31及激光驾束制导模块32构成,白光/红外观瞄模块用于瞄准跟踪目标,激光驾束制导模块32用来向空间发射编码的激光束,为制导弹提供导引信息。如图10、图11所示,全程定焦制导仪26固定连接在发射筒上。

[0047] 为了配合全程定焦激光驾束制导方案,弹上控制模块3中引入激光驾束变增益系数,以补偿波束不变焦带来的激光驾束环节增益的变化。假设导弹的射程随时间变化规律

为x(t)，定焦波束的角度为θ，则导弹飞行过程中所在激光截面的直径为$2x(t)\tan(\frac{\theta}{2})$，激光驾束环节的增益正比于$\frac{1}{2x(t)\tan(\frac{\theta}{2})}$，因此，在控制系统校正网络设计时，引入比例系数$K=2x(t)\tan(\frac{\theta}{2})$，用以补偿定焦条件下驾束环节增益的变化，从而保证整个制导回路的增益保持稳定。

[0048] 同时为配合激光接收机7中置，弹上控制模块3采用基于非连续误差信息的单通道滚转控制方法。与常规单通道控制系统不同，由于弹体后部对激光信息的遮挡，本制导导弹中的误差信息有可能是不连续的，有效误差信息的出现相对导弹滚转运动是随机的，其对导弹位置信息误差的更新与滚转角相位之间不存在诸如180°或360°更新一次的对应关系，因此本制导导弹采用有效误差信息即来即更新，不来则保持上一周期误差信息的策略。如图9所示，全程定焦制导仪26发射激光信号，激光接收机7根据接收的激光信号输出导弹位置误差信号，并传递给弹上控制模块3；弹载计算机8判别接收的误差信号是否有效，若无效，则弹载计算机8采用根据上一周期位置误差信号生产的控制指令发送给单通道舵机2；若有效，则采用新的位置误差信号结合滚转角测量装置17给出的滚转相位生成控制指令发送给单通道舵机2；单通道舵机2执行该控制指令，控制导弹位置。

[0049] 制导导弹的工作原理如下：

[0050] 射手进入阵地后目视观察目标，根据目标距离决定导弹采用“有控”还是“无控”飞行模式。射程在300米内选择“无控”飞行模式，射手快速拆卸舵翼9组件；射程超过300米选择“有控”飞行模式，射手将一对舵翼9张开到位。完成以上判断和操作后，射手将导弹装入火箭筒27，将火箭筒27置于肩上，通过全程定焦制导仪26的白光/红外瞄准通道搜索和瞄准目标，稳定瞄准后，射手扣动扳机30，点燃火箭弹发射药。发射药点燃后产生的高压气体作用在弹体上，将制导火箭弹推出火箭筒27。同时弹上控制模块3中的热电池在发射过载的作用下激活。如果导弹工作在“无控”模式下，因为舵翼9已被拆下，导弹将按无控弹道飞行，如果导弹工作在“有控”模式下，制导仪工作发出激光束，射手始终瞄准目标，导弹飞离火箭筒27进入激光束后，弹上控制系统将激光接收机接收到激光信息场信号转换为位置误差信号解算，形成轨迹修正控制指令驱动单通道舵机2带动展开的舵翼9进行转动，形成控制力和控制力矩，控制导弹在激光束中心飞行，直至击中目标。

[0051] 综上所述，以上仅为本发明的较佳实施例而已，并非用于限定本发明的保护范围。凡在本发明的精神和原则之内，所作的任何修改、等同替换、改进等，均应包含在本发明的保护范围之内。

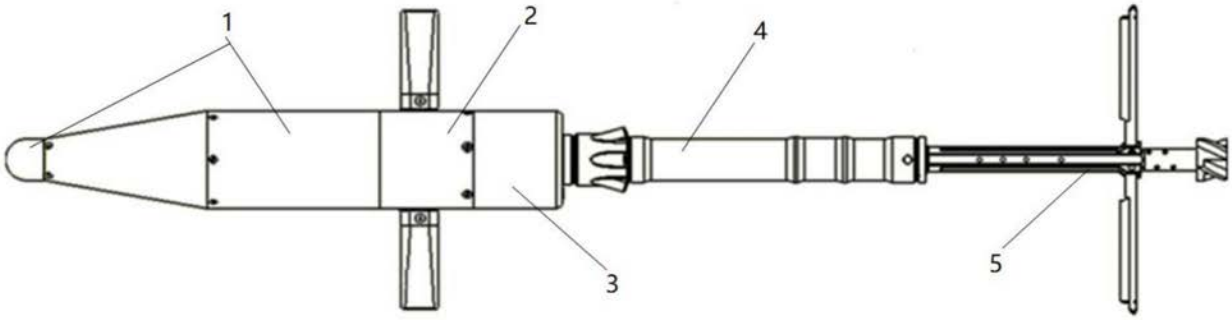
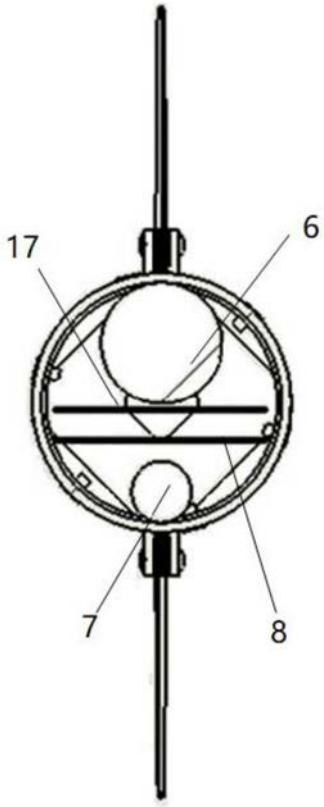
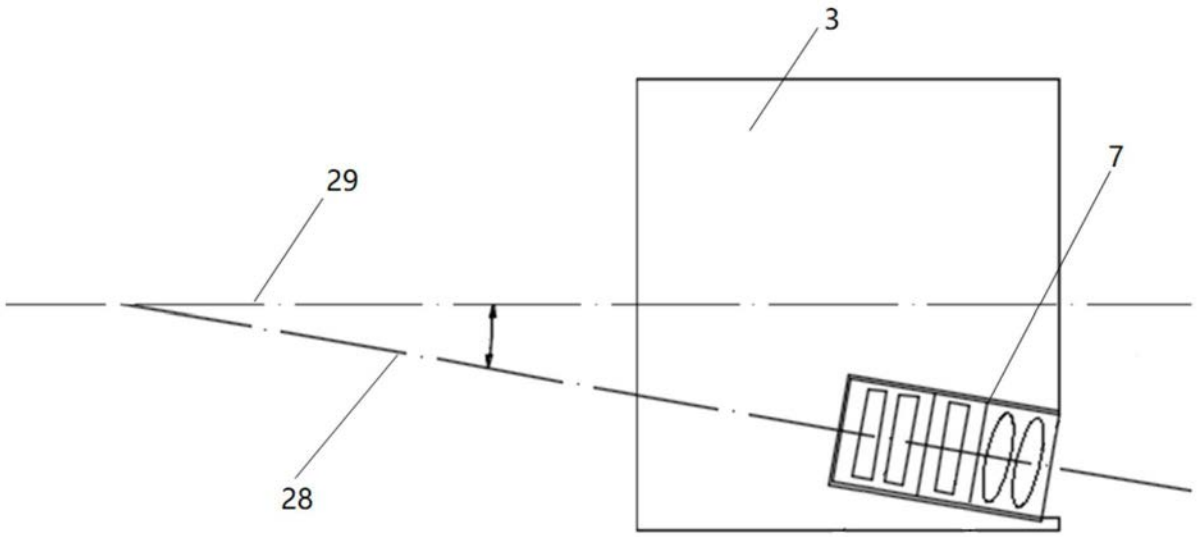


图1

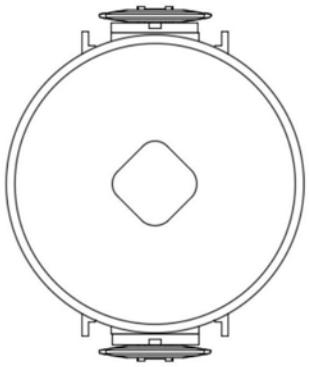


(a)

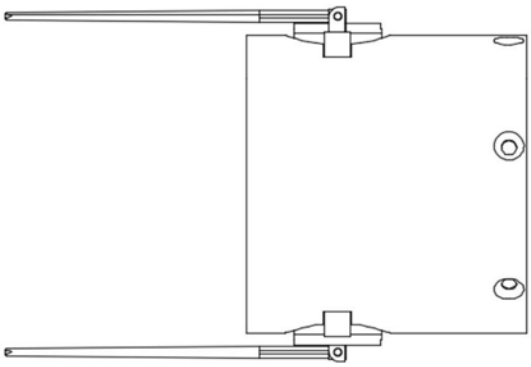


(b)

图2



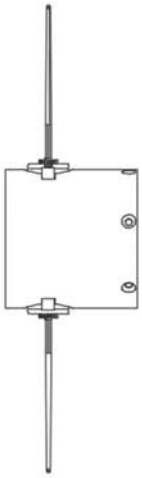
(a)



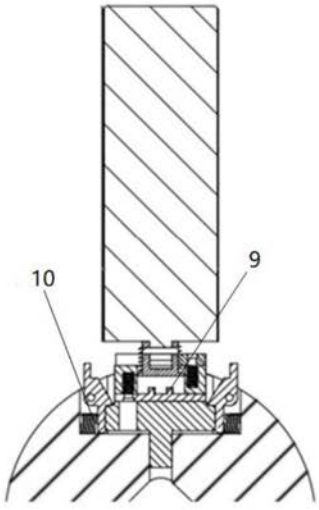
(b)

图3

(a)

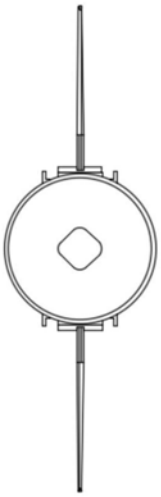


(b)

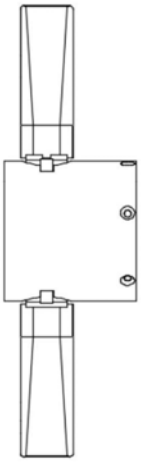


(c)

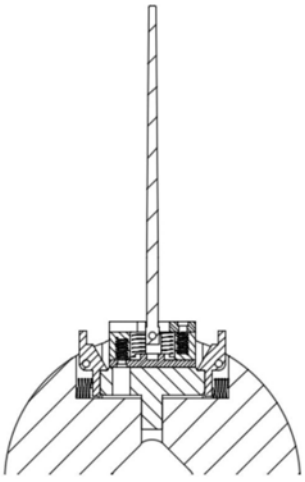
图4



(a)



(b)



(c)

图5

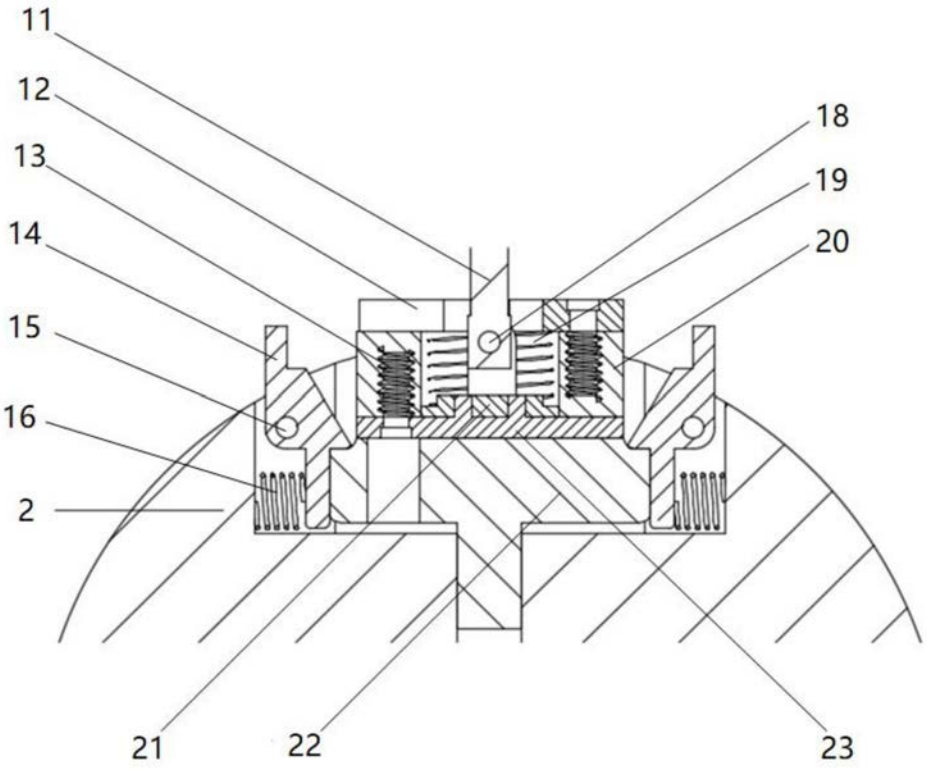


图6

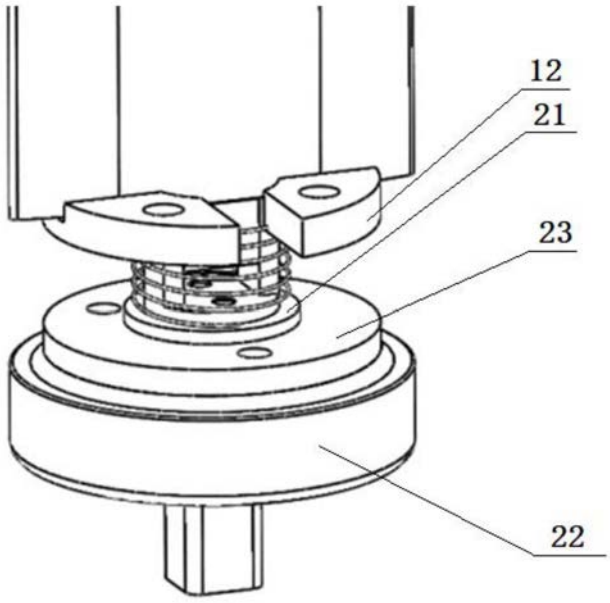
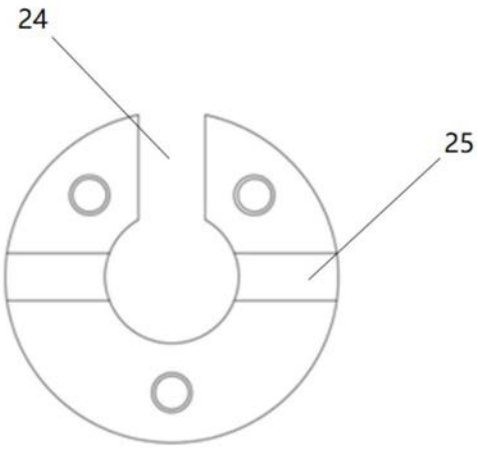


图7

(a)



(b)

图8

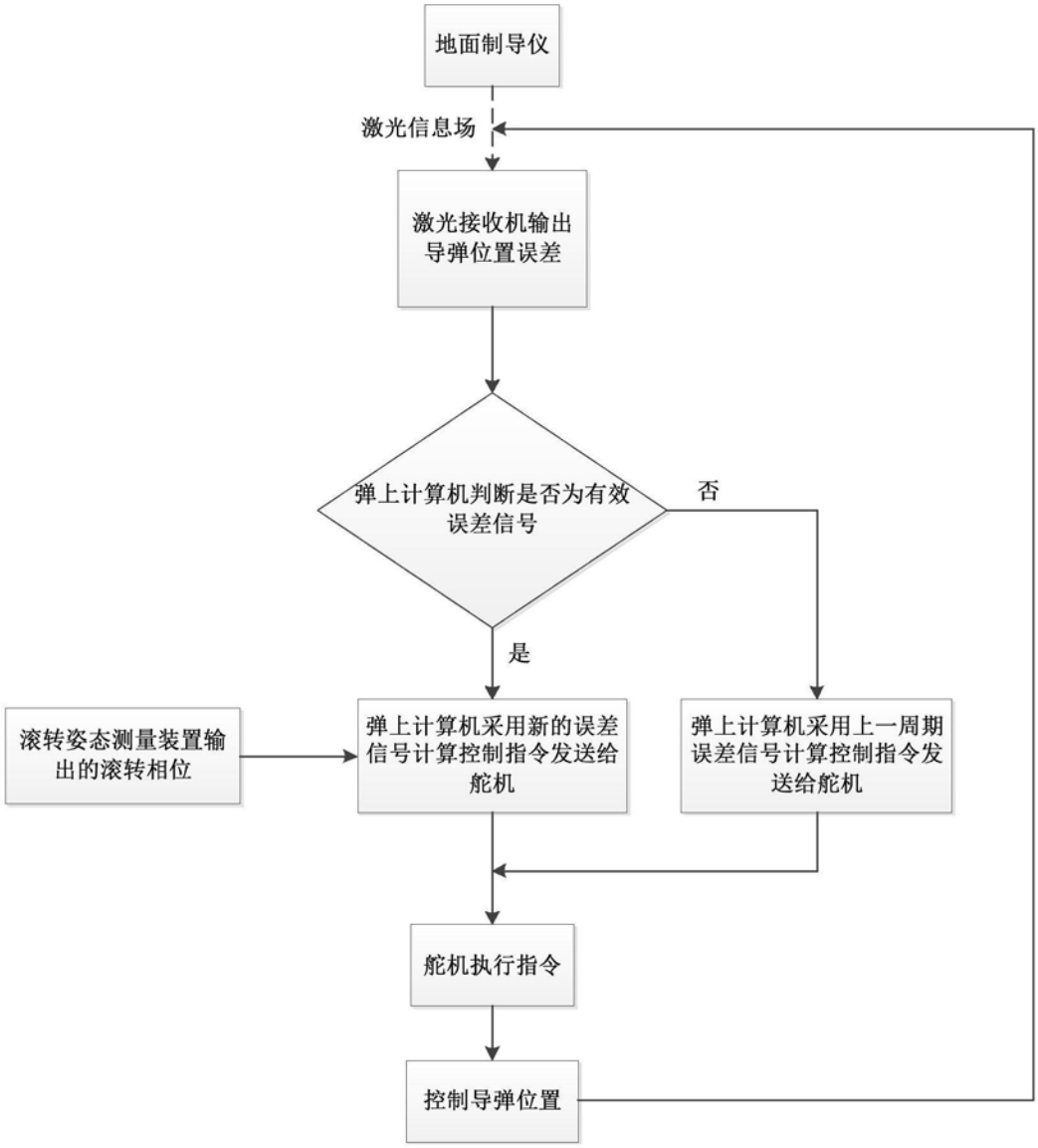

地面制导仪
激光信息场
激光接收机输出导弹位置误差
弹上计算机判断是否为有效误差信号
否
是
滚转姿态测量装置输出的滚转相位
弹上计算机采用新的误差信号计算控制指令发送给舵机
弹上计算机采用上一周期误差信号计算控制指令发送给舵机
舵机执行指令
控制导弹位置

图9

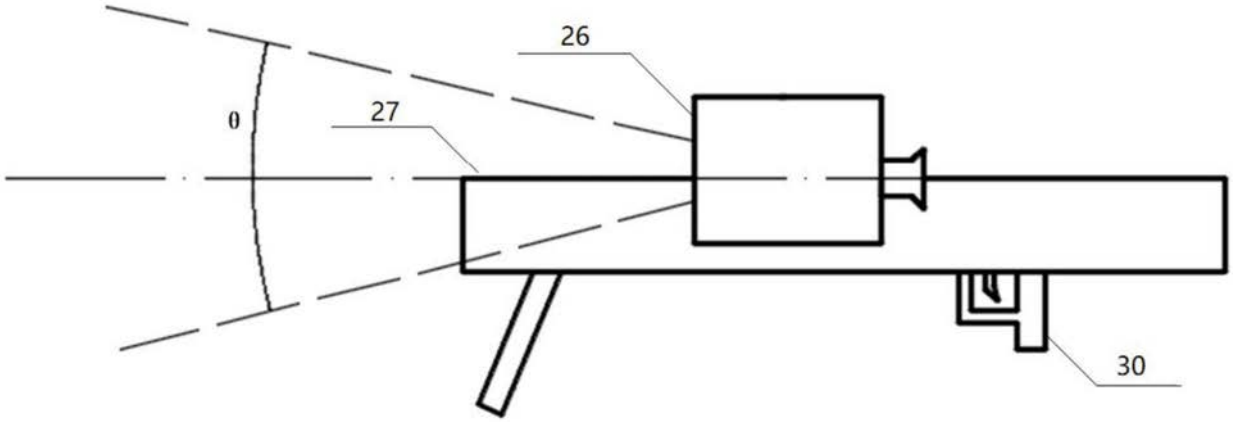

26
0
27
30

图10

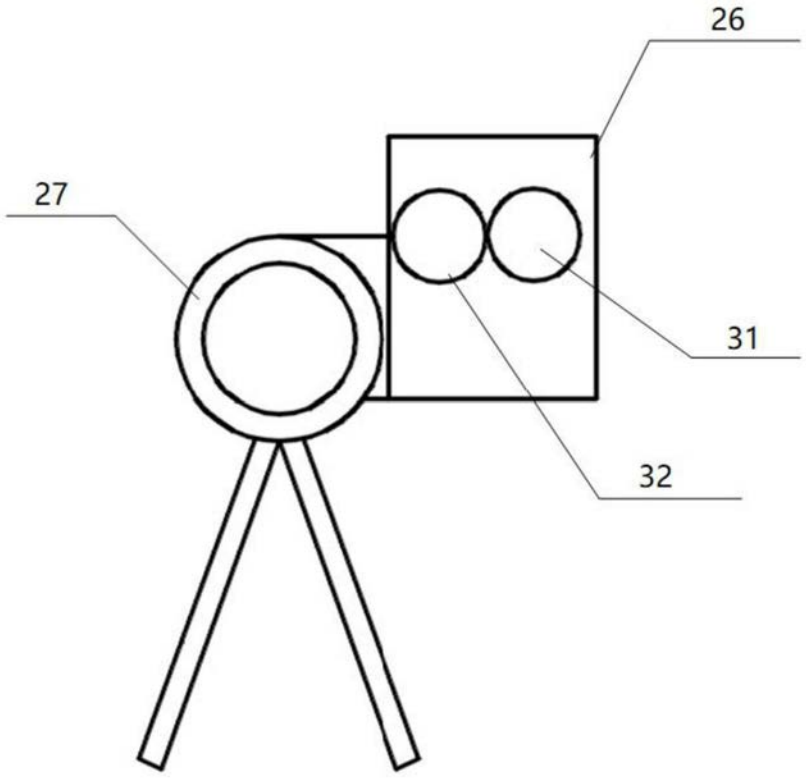


图11